

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-168449

(P2002-168449A)

(43) 公開日 平成14年6月14日 (2002.6.14)

(51) Int. Cl. ⁷	識別記号	FI	テラード (参考)
F23R 3/14	ZAB	F23R 3/14	ZAB
3/32		3/32	
3/34		3/34	

審査請求 未請求 請求項の数9 OL 外国語出願 (全27頁)

(21) 出願番号	特願2001-299172(P2001-299172)	(71) 出願人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニ GENERAL ELECTRIC CO MPANY アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ クタディ、リバーロード、1番
(22) 出願日	平成13年9月28日 (2001.9.28)	(72) 発明者	マーク・デビッド・ダルビン アメリカ合衆国、オハイオ州、スプリング ボロ、ジャンヌ・ドライブ、250番
(31) 優先権主張番号	09/675666	(74) 代理人	100033908 弁理士 松本 研一
(32) 優先日	平成12年9月29日 (2000.9.29)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

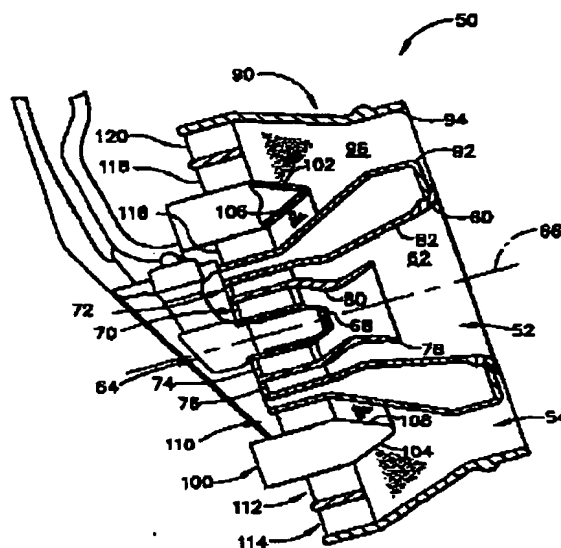
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 多数のスワローを有するミキサ

(57) 【要約】

【課題】 始動時及び低出力状態ではCO及びHCの低排出を図り、高出力状態では低NO_x排出を図るタービンエンジン燃料器を提供する。

【解決手段】 ガスタービンエンジン燃焼室用のミキサアセンブリ50、130がパイロットミキサ52と主ミキサ54を含む。パイロットミキサは、中空内部を有するパイロットハウジング60と、同ハウジング内に装着されて燃料液滴を中空内部に噴射するパイロット燃料ノズル64と、ノズルの上流に配置した一つ以上のスワロー70、72とを含み、各スワローは、空気と燃料液滴とを混ぜる複数の羽根を有する。主ミキサは、パイロットハウジングを囲み環状空洞を形成する主ハウジング90と、パイロットハウジングの周囲かつ環状空洞内に配設されて燃料液滴を旋回空气中に噴射する複数の燃料噴射口を有する環状燃料噴射器100、132と、噴射口の上流に配置した一つ以上のスワロー110、112、114とを含む。



BEST AVAILABLE COPY

(2)

特開2002-168449

1

2

【特許請求の範囲】

【請求項1】 ガスタービンエンジンの燃焼室(32)において使用するミキサアセンブリ(50、130)であって、中空内部(62)を有する環状パイロットハウジング(60)と、このハウジング(60)内に縦着されそして燃料の液滴を前記パイロットハウジング(60)の前記中空内部(62)に噴射するようになっているパイロット燃料ノズル(64)と、このパイロット燃料ノズル(64)の上流に配置された一つ以上の軸方向スワラ(70、72)であって、該パイロットミキサスワラ(70、72)のおのおのが、それぞれのスワラ(70、72)を通る空気を旋回させて空気と前記パイロット燃料ノズル(64)によって噴射された燃料の液滴とを混合する複数の羽根(74、76)を有する、一つ以上の軸方向スワラ(70、72)とを含むパイロットミキサ(52)と、前記パイロットハウジング(60)を囲みそして環状空洞(96)を画成している主ハウジング(90)と、前記パイロットハウジング(60)の周囲に円形パターンに配置されそして当該主ミキサ(54)の前記環状空洞(96)内に配設されて燃料の液滴を当該燃料噴射器(100、132)の下流の旋回空気内に噴射する複数の燃料噴射口(102、106、134)を有する環状燃料噴射器(100、132)と、前記複数の燃料噴射口(102、106、134)の上流に配置された一つ以上の軸方向スワラ(110、112、114)であって、これらの主ミキサスワラ(110、112、114)のおのおのが、該スワラ(110、112、114)を通る空気を旋回させて空気と、前記燃料噴射口(102、106、134)によって噴射された燃料の液滴とを混合する複数の羽根(116、118、120)を有する、一つ以上の軸方向スワラ(110、112、114)とを含む主ミキサ(54)とからなるミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項2】 前記パイロットミキサ(52)における前記複数のスワラ(70、72)の2つの間に配置された障壁(78)をさらに含み、前記障壁(78)は前記スワラ(70、72)の下流に先細内面(80)を有する、請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項3】 前記障壁(78)は前記先細内面(80)の下流に末広内面(80)を有する、請求項2記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項4】 前記パイロットハウジング(60)は前記パイロットミキサ燃料ノズル(64)と前記主ハウジング(90)との間の視線を遮っている、請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項5】 前記主ミキサ(54)は、前記複数の燃料噴射口(102、106、134)の上流に配置された3つの同心的に配設された軸方向スワラ(110、

112、114)を含む、請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項6】 前記パイロットミキサハウジング(60)内の前記複数の燃料噴射口(134)のおのおのが燃料の液滴を概して軸方向に噴射する、請求項5記載のミキサアセンブリ(130)。

【請求項7】 前記複数の燃料噴射口の第1部分(102)が燃料の液滴を概して外方に噴射し、そして前記複数の燃料噴射口の第2部分(106)が燃料の液滴を概して内方に噴射する、請求項5記載のミキサアセンブリ(50)。

【請求項8】 前記パイロットミキサ(52)は前記パイロット燃料ノズル(64)の上流に配置された2つの同心的に配設された軸方向スワラ(70、72)を含む、請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【請求項9】 燃焼室(32)と組み合わせた請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)であって、前記燃焼室(32)は、前記燃焼室(32)の外側境界を画成している環状外側ライナ(34)と、前記外側ライナ(34)の内側に設けられそして前記燃焼室(32)の内側境界を画成している環状内側ライナ(36)と、前記外側ライナ(34)と前記内側ライナ(36)の上流に装着されそして前記燃焼室(32)の上流端を画成している環状ドーム(38)であって、該ミキサアセンブリ(50、130)が該ドームに設けられ燃料と空気の混合物を前記燃焼室(32)に送るような環状ドーム(38)とからなる、請求項1記載のミキサアセンブリ(50、130)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の背景】本発明は一般的にはガスタービンエンジン燃焼器に関し、特に、多数の噴射口を有するミキサを含む燃焼器に関する。

【0002】燃料と空気が航空機エンジンの燃焼器内で混ぜられかつ燃やされて流路ガスを加熱する。燃焼器には外側ライナと内側ライナが含まれ、環状燃焼室を画成しており、この燃焼室内で燃料と空気が混合しそして燃焼する。燃焼室の上流端に装着したドームにミキサが含まれ、燃料と空気を混合する。ミキサの下流に設けた点火器によって混合気が点火されそして燃焼室内で燃焼する。

【0003】官庁とある産業委員会は、航空機からの窒素酸化物(NO_x)と未燃炭化水素(HC)と一酸化炭素(CO)の排出を規制している。これらの排出物は燃焼器内で発生し、そして一般に、2種類の排出物、すなわち、高い火炎温度によって発生するものと、低い火炎温度によって発生するものとに分類される。排出物を最少にするためには、反応物を良く混ぜなければならぬ。そうすれば、 NO_x の排出量を増す高温スポット

(3)

特開2002-168449

3

4

と、COとHCの排出量を増す低温スポットなしに混合気全体にわたって均等な燃焼が発生する。従って、当該産業において、混合が改良されそして排出物が減少する燃焼器が必要である。

【0004】ある種の従来の燃焼器、例えば、図1に示すような濃密ドーム燃焼器10は、燃焼器の上流端14近辺で濃密な燃料対空気比をもたらしミキサ12を有する。追加空気が燃焼器10の希釈孔16を経て加えられるので、燃料対空気比は燃焼器の上流端14とは反対側の下流端18で希薄になる。エンジン効率を高めそして燃料消費を減らすために、燃焼器設計者は、ガスタービンエンジンの運転圧力比を高めてきた。しかし、運転圧力比が高まるにつれ、燃焼器温度が上昇する。結局、温度と圧力は、燃料と空気の反応が混合より多分に速く発生するような限界に達する。その結果、局所高温スポットが発生しそしてNO_xの排出量が増加する。

【0005】図2に示すような希薄ドーム燃焼器20は、局所高温スポットを防止する能力を有する。燃焼器20は2列のミキサ22、24を有し、これにより燃焼器は様々な状態の運転に対して調整可能である。外列のミキサ24は経流状態で効率良く作用するように設計されている。離陸と巡航時のような比較的高い出力設定値では、両列のミキサ22、24が使用されるが、燃料と空気の大部分は内列のミキサ22に供給される。内側ミキサ22は、高出力設定値で最も効率良く作用してNO_xの排出量を少なくするように設計されている。内側と外側のミキサ22、24は最適に調整されるが、内外ミキサ間の区域は、HCとCOの排出量を多くする低温スポットを有するおそれがある。

【0006】

【発明の概要】本発明の換つかの特徴の一つとして、ガスタービンエンジンの燃焼室で用いるミキサアセンブリを設ける。このミキサアセンブリはパイロットミキサと、主ミキサとを含む。パイロットミキサは、中空内部を有する環状パイロットハウジングと、このハウジング内に装着されそして燃料の液滴をパイロットハウジングの中空内部に噴射するようになっているパイロット燃料ノズルと、このパイロット燃料ノズルの上流に配置された一つ以上の軸方向スワローとを含み、各パイロットミキサスワローは、同スワローを通る空気を旋回させて空気と、パイロット燃料ノズルによって噴射された燃料の液滴とを混合する複数の羽根を有する。主ミキサは、パイロットハウジングを囲みそして環状空洞を画成している主ハウジングと、パイロットハウジングの周囲に円形パターンに配置されそして主ミキサの環状空洞内に配設されて燃料の液滴を環状燃料噴射器の下流の旋回空気内に噴射する複数の燃料噴射口を有する環状燃料噴射器と、前記複数の燃料噴射口の上流に配置された一つ以上の軸方向スワローとを含み、各主ミキサスワローは、同スワローを通る空気を旋回させて空気と、燃料噴射口

によって噴射された燃料の液滴とを混合する複数の羽根を有する。

【0007】他の態様において、本発明のミキサアセンブリは、複数の燃料噴射口の上流に配置された複数のスワローを有する主ミキサを含み、各主ミキサスワローは、同スワローを通る空気を旋回させて空気と、燃料噴射口によって噴射された燃料の液滴とを混合する複数の羽根を有する。

【0008】

【発明の実施の形態】対応符号は添付図面の全図を通じて対応部分を表す。

【0009】添付図面、特に図3に、本発明の燃焼器が總体的に符号30で表されている。燃焼器30は燃焼室32を有し、この燃焼室内で燃焼器用空気が燃料と混ぜられそして燃やされる。燃焼器30は外側ライナ34と内側ライナ36を含んでいる。外側ライナ34は燃焼室32の外側境界を画成し、そして内側ライナ36は燃焼室の内側境界を画成している。符号38で總体的に表された環状ドームが、外側ライナ34と内側ライナ36の上流に装着され、燃焼室32の上流端を画成している。符号50で總体的に表された本発明のミキサアセンブリまたはミキサがドーム38に配設されている。ミキサアセンブリ50は燃料と空気の混合物を燃焼室32に送る。燃焼室32の他の特徴は従来通りであるから、さらに詳しい説明は省略する。

【0010】図4に示すように、各ミキサアセンブリ50は、符号52で總体的に表されたパイロットミキサと、このパイロットミキサを囲んでいる、符号54で總体的に表された主ミキサとを含んでいる。パイロットミキサ52には環状パイロットハウジング60が含まれ、中空内部62を有する。總体的に64で表されたパイロット燃料ノズルが、ミキサ50の中心線66に沿ってハウジング60内に装着されている。ノズル64には燃料噴射器68が含まれ、燃料の液滴をパイロットハウジング60の中空内部62内に噴射するようになっている。燃料噴射器68は、米国特許第5435884号に記載されているような噴射器を含み得る。この例は参照によりここに包含される。

【0011】パイロットミキサ52にはまた、總体的に70、72で表された1対の同心的に配設された軸方向スワローが含まれ、それぞれ、パイロット燃料ノズル64の上流に配置された複数の羽根74、76を有する。スワロー70、72は本発明の範囲内で異なる数の羽根74、76を有し得るが、一実施例では、内側パイロットスワローは10個の羽根を有しそして外側パイロットスワローは10個の羽根を有する。羽根74、76はそれぞれミキサ50の中心線66に対して傾斜しており、パイロットミキサ52を通る空気を旋回させるので、空気はパイロット燃料ノズル64によって噴射された燃料の液滴と混合して、点火中とエンジンの低出力設定中最

(4)

特開2002-108449

5

6

過燃焼を起こすように選定された空燃混合気を生成する。開示した実施例のパイロットミキサ52は2つの軸方向スワラ70、72を有するが、当業者には理解されるように、ミキサ52は本発明の範囲内でより多くのスワラを有し得る。さらに当業者には理解されるように、スワラ70、72は代替的に、空気を同方向または相反する方向に旋回させるように形成することができる。さらに、パイロット内部82の寸法と、パイロット内側および外側スワラ70、72の空気流量と旋回角度は、良好な点火特性と、希薄安定性と、低出力状態での少量のCOとHCの排出とをもたらしように選定することができる。

【0012】筒形障壁78がスワラ70、72間に配置され、内側スワラ70を通る空気流を外側スワラ72を通る空気流から分離する。障壁78は中細内面80を有し、この内面は燃料膜形成表面として低出力性能を助長する。さらに、ハウジング60は、概して末広の内面82を有し、この内面は、制御された拡散をもたらしてパイロット空気を主ミキサ空気流と混ぜるようになっている。この拡散はまた、パイロットミキサ52を通る空気の軸方向速度を減らしそして高温ガスの遊流を可能にしてパイロット火炎を安定化する。

【0013】主ミキサ54には總体的に90で表された主ハウジングが含まれ、パイロットハウジング60を囲んでいる内殻92と外殻94からなり、従ってハウジング90は環状空洞96を画成している。内殻92と外殻94は先細になっており、自己点火を起こさない完全混合をもたらし。總体的に100で表された環状燃料噴射器がパイロット側内殻92と外殻94との間に配置されている。噴射器100は、その外面104に複数の外向き燃料噴射口102をそしてその内面108に複数の内向き燃料噴射口106を有し、燃料を主ミキサ54の空洞96内に導入する。噴射器100は本発明の範囲内で異なる数の噴射口102、106を有し得るが、一実施例では、噴射器100は20個の均等に相隔たる外向き噴射口102と、20個の均等に相隔たる内向き噴射口106とを有する。各組の噴射口102、106は、図4に示した実施例では単一周方向列に配設してあるが、当業者には理解されるように、本発明の範囲内で他の形状(例えば多列)に配設することができる。当業者には理解されるように、主ミキサ空洞96内の相異なる半径方向位置で2列の燃料噴射口102、106を用いると、空燃混合度を調整する融通性が得られ、可変状態のもとで低NOxの完全燃焼を達成し得る。加えて、各列の多数の燃料噴射口は良好な周方向空燃混合をもたらす。さらに、2列の相異なる半径方向位置は、不安定な燃焼を防止するように選定することができる。

【0014】燃料噴射口102、106は、複数の独立燃料段により燃料を供給されて比較的良好な燃料空気比をもたらし得るものと考えられる。内向き噴射口106

は進入状態と巡航状態中燃料を供給されよう。これは現今技術と比べてこれらの状態でNOxと燃焼効率をかなり改善するものと期待される。外向き噴射口102は離陸状態中のみ燃料を供給されよう。加えて、燃料噴射口102、106は本発明の範囲内で平形の噴射口または噴霧口でよからう。

【0015】主ミキサ54にはまた總体的に110、112、114で表された3つの同心的に配設された軸方向スワラが含まれ、それぞれ、主ミキサ燃料噴射器100の上流に配置された複数の羽根116、118、120を有する。これらのスワラは本発明の範囲内で異なる数の羽根116、118、120を有し得るが、一実施例では、内側主スワラ110は20個の羽根を有し、中央主スワラ112は24個の羽根を有し、そして外側主スワラ114は28個の羽根を有する。羽根116、118、120はそれぞれミキサ50の中心線66に対して傾斜しており、主ミキサ54を通る空気を旋回させるので、空気は主燃料噴射器100によって噴射された燃料の液滴と混合して、エンジンの高出力設定中最適燃焼を起こすように選定された空燃混合気を生成する。開示した実施例の主ミキサ54は3つの軸方向スワラ110、112、114を有するが、当業者には理解されるように、主ミキサは本発明の範囲内で異なる数のスワラを有し得る。さらに、主ミキサ54は、主として、希薄空燃混合気とともに作用することにより、そして燃料と空気の予混合を最大にすることにより、高出力状態で低NOxを達成するように設計される。

【0016】主ミキサ54のスワラ110、112、114は本発明の範囲内で他の形状を有し得るが、一実施例では、主ミキサのスワラと、パイロットミキサ52のスワラ70、72は、単一平面内で整合している。当業者には理解されるように、本発明の軸方向スワラ70、72、110、112、114は半径方向スワラより良好な吐出し率をもたらす。すなわち、軸方向スワラは半径方向スワラより小さな面積で所要空気流を供給し、従ってミキサ面積を最小にする。

【0017】主ミキサ54のスワラ110、112、114は流入空気を旋回させそして燃焼器30の基本流界を設定する。燃料は主スワラ110、112、114の下流の旋回空気流内に半径方向内方および外方に噴射され、主ミキサ空洞96内においてその出口の上流で完全混合をなし得る。この旋回混合気は燃焼室32に入り、そこで完全に燃焼する。

【0018】スワラ110、112、114は、ミキサ54の所望乱流および出口速度プロファイルに基づいて同方向旋回または逆方向旋回を生じるものでよい。例えば、内側スワラ110はパイロットスワラ70、72と同方向の旋回を起こして、繰越出力設定値での排出量を多くする過剰相互作用を防止し得る。中央スワラ112は、同じ理由で、内側スワラ110と同方向

(5)

特開2002-168449

7

の旋回を起こすものでよい。しかし、外側スワロー114は、逆方向旋回を生じて強いせん断層を生成するものでよく、このせん断層は混合を改善しそしてある火炎温度でNO_x排出量を低減する。代替実施例では、内側および外側スワロー110、114は同方向旋回を起こしそして内側スワロー110と中央スワロー112は相反する方向の旋回を起こして主ミキサ空洞92内に2つのせん断層を生成し、こうして混合を改善しそしてNO_x排出量を低減する。この形状は、もし内側および中央スワロー110、112間のせん断層相互作用が主ミキサ54のパイロットおよび燃速性能にわずかしかな影響を及ぼさないとわかっていれば、有利であるかもしれない。

【0019】図5に示したミキサの第2実施例130には主ミキサ54が含まれ、総体的に132で表された環状燃料噴射器を有し、燃料噴射器132は内側主スワロー100と中央主スワロー112との間に装着されている。噴射器132はその下端端に噴射口134を有し、燃料を主ミキサ54の空洞96内に導入する。噴射器132は本発明の範囲内で異なる数の噴射口134を有し得るが、一実施例では、噴射器132は20個の均等に相隔たる噴射口を有する。燃料噴射器132は、米国特許第5485884号に記載されているような噴射器を含み得る。さらに、噴射器132の周沿いの一つ置きの噴射口134は図5に示すようにミキサ130の中心線66に対して内側と外側に(例えば約80度)傾斜して空燃混合を良くする。第2実施例のミキサ130は他の全ての点で第1実施例のミキサ50と同等であるから、さらに詳しい説明は省略する。

【0020】作用について説明すると、始動中と、安定性とCOとHCの低排出量が重要な低出力状態中は、パイロットミキサ52だけが燃料を供給される。主ミキサ54は、離陸、上昇および巡航状態を包含する高出力運転中、燃料を供給される。パイロットミキサ52と主ミキサ54との燃料分割は、当業者には良く理解されるように、良好な効率と低NO_x排出量とをもたらすように選定される。

【0021】上述のミキサ50、130は、1996年国際民間航空機関基準と比べて離陸中70~80%まで、そして現在入手できる商用ミキサと比べて巡航状態で80~90%までのNO_x排出量の減少をもたらすことが期待される。

【0022】本発明またはその好適実施例の要素を開示してある場合、一つ以上の要素が存在すると解釈された

8

い。「～からなる」、「～を含む」および「～を有する」という用語は包括的であり、列記した要素以外の追加要素が存在し得ることを意味する。

【0028】本発明の範囲内で上述の構造に様々な改変を施し得るので、以上の説明に含めたあるいは添付図面に示した全てのものは例に過ぎず、本発明を限定するものではない。

【図面の簡単な説明】

【図1】従来の濃密ドーム燃焼器の上半分の縦断面図である。

【図2】従来の希薄ドーム燃焼器の上半分の縦断面図である。

【図3】本発明の燃焼器の上半分の縦断面図である。

【図4】本発明の第1実施例のミキサアセンブリの縦断面図である。

【図5】本発明の第2実施例のミキサアセンブリの縦断面図である。

【符号の説明】

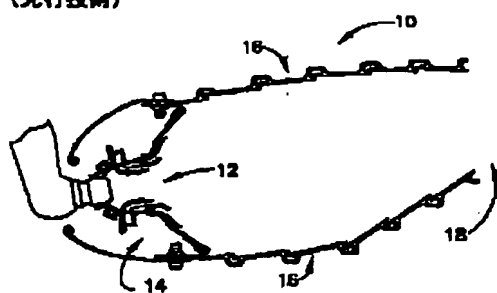
- 80 燃焼器
- 32 燃焼室
- 34 外側ライナ
- 36 内側ライナ
- 88 環状ドーム
- 60 ミキサアセンブリ (ミキサ)
- 52 パイロットミキサ
- 54 主ミキサ
- 60 環状パイロットハウジング
- 82 中空内部
- 64 パイロット燃料ノズル
- 68 燃料噴射器
- 70、72 軸方向スワロー
- 74、76 羽根
- 78 筒形障壁
- 80 障壁内面
- 90 主ハウジング
- 96 環状空洞
- 100 環状燃料噴射器
- 102、106 燃料噴射口
- 110、112、114 軸方向スワロー
- 116、118、120 羽根
- 130 ミキサアセンブリ (ミキサ)
- 132 環状燃料噴射器
- 134 燃料噴射口

(6)

特開2002-168449

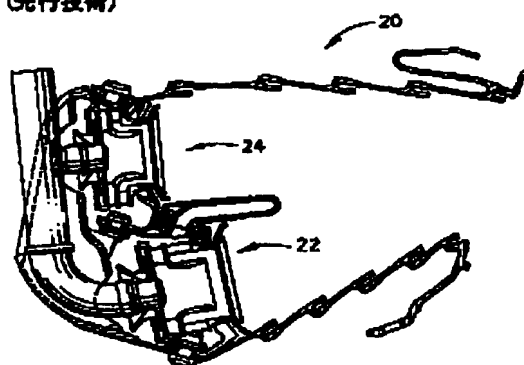
【図1】

(先行技術)

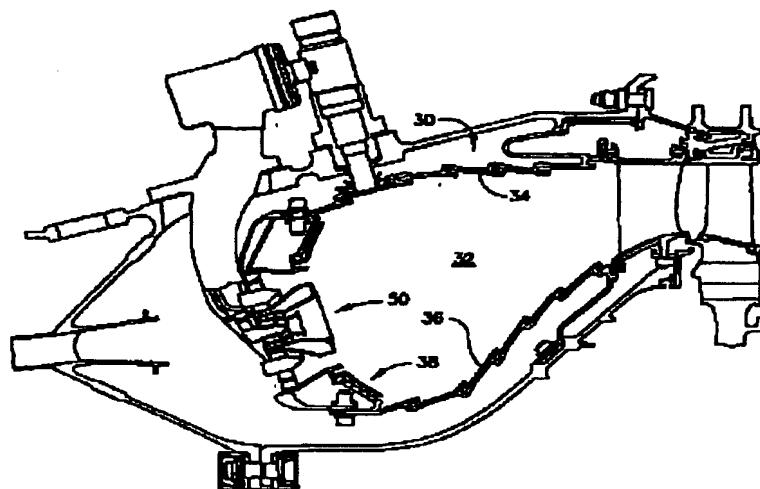


【図2】

(先行技術)



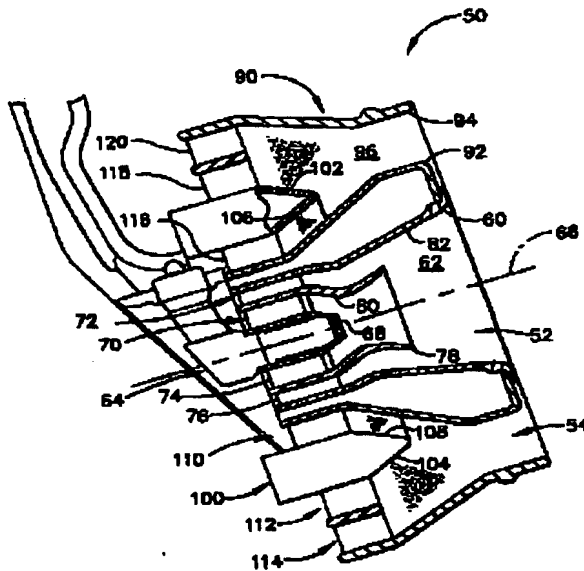
【図3】



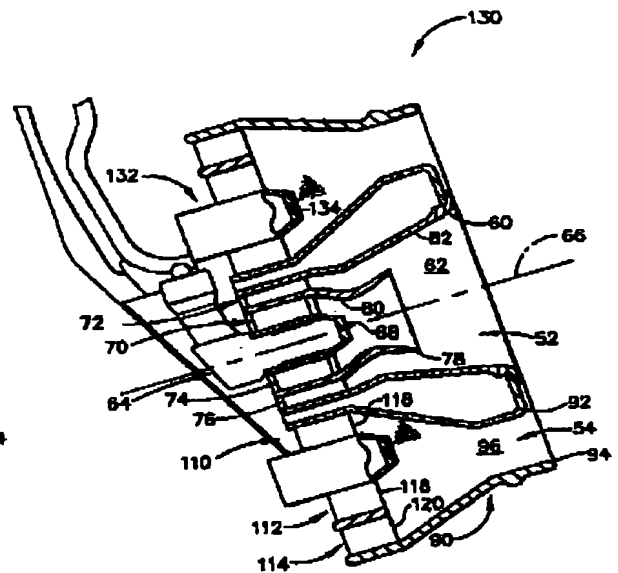
(7)

特開2002-168449

【図4】



【図5】



フロントページの続き

(72)発明者 タイモシー・ジェームズ・ヘルド
アメリカ合衆国、オハイオ州、ブランチェ
スター、スタート・ルート・123、8400番

(72)発明者 ヒュカム・チャンド・モンギア
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キングフィッシャー・レー
ン、8006番

【外国語明細書】

1. Title of Invention

MIXER HAVING MULTIPLE SWIRLERS

2. Claims

1. A mixer assembly (50, 130) for use in a combustion chamber (32) of a gas turbine engine, said assembly (50, 130) comprising:

a pilot mixer (52) including an annular pilot housing (60) having a hollow interior (62), a pilot fuel nozzle (64) mounted in the housing (60) and adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior (62) of the pilot housing (60), and one or more axial swirlers (70, 72) positioned upstream from the pilot fuel nozzle (64), each of said pilot mixer swirlers (70, 72) having a plurality of vanes (74, 76) for swirling air traveling through the respective swirler (70, 72) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle (64); and

a main mixer (54) including a main housing (90) surrounding the pilot housing (60) and defining an annular cavity (96), an annular fuel injector (100, 132) having a plurality of fuel injection ports (102, 106, 134) arranged in a circular pattern surrounding the pilot housing (60) and mounted inside the annular cavity (96) of said main mixer (54) for releasing droplets of fuel into swirling air downstream from the fuel injector (100, 132), and one or more axial swirlers (110, 112, 114) positioned upstream from the plurality of fuel injection ports (102, 106, 134), each of said main mixer swirlers (110, 112, 114) having a plurality of vanes (116, 118, 120) for swirling air traveling through the swirler (110, 112, 114) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports (102, 106, 134).

2. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 1 further comprising a barrier (78) positioned between two of said plurality of swirlers (70, 72) in the pilot mixer (52), said barrier (78) having a converging inner surface (80) downstream from said swirlers (70, 72).

3. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 2 wherein the barrier (78) has a diverging inner surface (80) downstream from said converging inner surface (80).

4. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 1 wherein the pilot housing (60) obstructs a clear line of sight between the pilot mixer fuel nozzle (64) and the main housing (90).

5. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 1 wherein the main mixer (54) includes three concentrically mounted axial swirlers (110, 112, 114) positioned upstream from said plurality of fuel injection ports (102, 106, 134).

6. A mixer assembly (130) as set forth in claim 5 wherein each of said plurality of fuel injection ports (134) in the pilot mixer housing (60) releases droplets of fuel in a generally axial direction.

7. A mixer assembly (50) as set forth in claim 5 wherein a first portion of said plurality of fuel injection ports (102) releases droplets of fuel in a generally outward direction, and a second portion of said

plurality of fuel injection ports (106) releases droplets of fuel in a generally inward direction.

8. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 1 wherein the pilot mixer (52) includes two concentrically mounted axial swirlers (70, 72) positioned upstream from the pilot fuel nozzle (64).

9. A mixer assembly (50, 130) as set forth in claim 1 in combination with a combustion chamber (32) comprising:

an annular outer liner (34) defining an outer boundary of the combustion chamber (32);

an annular inner liner (36) mounted inside the outer liner (34) and defining an inner boundary of the combustion chamber (32); and

an annular dome (38) mounted upstream from the outer liner (34) and the inner liner (36) and defining an upstream end of the combustion chamber (32), said mixer assembly (50, 130) being mounted on the dome for delivering a mixture of fuel and air to the combustion chamber (32).

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

The present invention relates generally to gas turbine engine combustors, and more particularly to a combustor including a mixer having multiple injectors.

Fuel and air are mixed and burned in combustors of aircraft engines to heat flowpath gases. The combustors include an outer liner and an inner liner defining an annular combustion chamber in which the fuel and air are mixed and burned. A dome mounted at the upstream end of the combustion chamber includes mixers for mixing fuel and air. Ignitors mounted downstream from the mixers ignite the mixture so it burns in the combustion chamber.

Governmental agencies and industry organizations regulate the emission of nitrogen oxides (NOx), unburned hydrocarbons (HC), and carbon monoxide (CO) from aircraft.

These emissions are formed in the combustors and generally fall into two classes, those formed due to high flame temperatures and those formed due to low flame temperatures. In order to minimize emissions, the reactants must be well mixed so that burning will occur evenly throughout the mixture without hot spots which increase NOx emissions or cold spots which increase CO and HC emissions. Thus, there is a need in the industry for combustors having improved mixing and reduced emissions.

Some prior art combustors such as rich dome combustors 10 as shown in Fig. 1 have mixers 12 which

provide a rich fuel-to-air ratio adjacent an upstream end 14 of the combustor. Because additional air is added through dilution holes 16 in the combustor 10, the fuel-to-air ratio is lean at a downstream end 18 of a combustor opposite the upstream end 14. In order to improve engine efficiency and reduce fuel consumption, combustor designers have increased the operating pressure ratio of the gas turbine engines. However, as the operating pressure ratios increase, the combustor temperatures increase. Eventually the temperatures and pressures reach a threshold at which the fuel-air reaction occurs much faster than mixing. This results in local hot spots and increased NOx emissions.

Lean dome combustors 20 as shown in Fig. 2 have the potential to prevent local hot spots. These combustors 20 have two rows of mixers 22, 24 allowing the combustor to be tuned for operation at different conditions. The outer row of mixers 24 is designed to operate efficiently at idle conditions. At higher power settings such as takeoff and cruise, both rows of mixers 22, 24 are used, although the majority of fuel and air are supplied to the inner row of mixers. The inner mixers 22 are designed to operate most efficiently with lower NOx emissions at high power settings. Although the inner and outer mixers 22, 24 are optimally tuned, the regions between the mixers may have cold spots which produce increased HC and CO emissions.

SUMMARY OF THE INVENTION

Among the several features of the present invention may be noted the provision of a mixer assembly

for use in a combustion chamber of a gas turbine engine.

The assembly includes a pilot mixer and a main mixer. The pilot mixer includes an annular pilot housing having a hollow interior, a pilot fuel nozzle mounted in the housing and adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior of the pilot housing, and one or more axial swirlers positioned upstream from the pilot fuel nozzle.

Each of the pilot mixer swirlers has a plurality of vanes for swirling air traveling through the swirler to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle. The main mixer includes a main housing surrounding the pilot housing and defining an annular cavity, an annular fuel injector having a plurality of fuel injection ports arranged in a circular pattern surrounding the pilot housing and mounted inside the annular cavity of the main mixer for releasing droplets of fuel into swirling air downstream from the fuel injector, and one or more axial swirlers positioned upstream from the plurality of fuel injection ports. Each of the main mixer swirlers has a plurality of vanes for swirling air traveling through the swirler to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports.

In another aspect, the mixer assembly of the present invention includes a main mixer having a plurality of swirlers positioned upstream from the plurality of fuel injection ports. Each of the main mixer swirlers has a plurality of vanes for swirling air traveling through the respective swirler to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports.

DETAILED DESCRIPTION OF THE PREFERRED EMBODIMENT

Corresponding reference characters indicate corresponding parts throughout the several views of the drawings.

Referring to the drawings and in particular to Fig. 3, a combustor of the present invention is designated in its entirety by the reference number 30. The combustor 30 has a combustion chamber 32 in which combustor air is mixed with fuel and burned. The combustor 30 includes an outer liner 34 and an inner liner 36. The outer liner 34 defines an outer boundary of the combustion chamber 32, and the inner liner 36 defines an inner boundary of the combustion chamber. An annular dome, generally designated

by 38, mounted upstream from the outer liner 34 and the inner liner 36 defines an upstream end of the combustion chamber 32. Mixer assemblies or mixers of the present invention, generally designated by 50, are positioned on the dome 38. The mixer assemblies 50 deliver a mixture of fuel and air to the combustion chamber 32. Other features of the combustion chamber 30 are conventional and will not be discussed in further detail.

As illustrated in Fig. 4, each mixer assembly 50 generally comprises a pilot mixer, generally designated by 52, and a main mixer, generally designated by 54, surrounding the pilot mixer. The pilot mixer 52 includes an annular pilot housing 60 having a hollow interior 62.

A pilot fuel nozzle, generally designated by 64, is mounted in the housing 60 along a centerline 66 of the mixer 50. The nozzle 64 includes a fuel injector 68 adapted for dispensing droplets of fuel into the hollow interior 62 of the pilot housing 60. It is envisioned that the fuel injector 68 may include an injector such as described in U.S. Patent No. 5,435,884, which is hereby incorporated by reference.

The pilot mixer 52 also includes a pair of concentrically mounted axial swirlers, generally designated by 70, 72, having a plurality of vanes 74, 76, respectively, positioned upstream from the pilot fuel nozzle 64. Although the swirlers 70, 72 may have different numbers of vanes 74, 76 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the inner pilot swirler has 10 vanes and the outer pilot swirler has 10

vanes. Each of the vanes 74, 76 is skewed relative to the centerline 66 of the mixer 50 for swirling air traveling through the pilot mixer 52 so it mixes with the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle 64 to form a fuel-air mixture selected for optimal burning during ignition and low power settings of the engine. Although the pilot mixer 52 of the disclosed embodiment has two axial swirlers 70, 72, those skilled in the art will appreciate that the mixer may include more swirlers without departing from the scope of the present invention. As will further be appreciated by those skilled in the art, the swirlers 70, 72 may be configured alternatively to swirl air in the same direction or in opposite directions. Further, the pilot interior 62 may be sized and the pilot inner and outer swirler 70, 72 airflows and swirl angles may be selected to provide good ignition characteristics, lean stability and low CO and HC emissions at low power conditions.

A cylindrical barrier 78 is positioned between the swirlers 70, 72 for separating airflow traveling through the inner swirler 70 from that flowing through the outer swirler 72. The barrier 78 has a converging-diverging inner surface 80 which provides a fuel filming surface to aid in low power performance. Further, the housing 60 has a generally diverging inner surface 82 adapted to provide controlled diffusion for mixing the pilot air with the main mixer airflow. The diffusion also reduces the axial velocities of air passing through the pilot mixer 52 and allows recirculation of hot gases to stabilize the pilot flame.

The main mixer 54 includes a main housing, generally designated by 90, comprising an inner shell 92 and an outer shell 94 surrounding the pilot housing 60 so the housing defines an annular cavity 96. The inner shell 92 and outer shell 94 converge to provide thorough mixing without auto-ignition. An annular fuel injector, generally designated by 100, is mounted between the pilot inner shell 92 and the outer shell 94. The injector 100 has a plurality of outward facing fuel injection ports 102 on its exterior surface 104 and a plurality of inward facing fuel injection ports 106 on its interior surface 108 for introducing fuel into the cavity 96 of the main mixer 54.

Although the injector 100 may have a different number of ports 102, 106 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the injector 100 has 20 evenly spaced outward facing ports 102 and 20 evenly spaced ports inward facing ports 106. Although each set of ports 102, 106 is arranged in a single circumferential row in the embodiment shown in Fig. 4, those skilled in the art will appreciate that they may be arranged in other configurations (e.g., in multiple rows) without departing from the scope of the present invention. As will be understood by those skilled in the art, using two rows of fuel injector ports 102, 106 at different radial locations in the main mixer cavity 96 provides flexibility to adjust the degree of fuel-air mixing to achieve low NO_x and complete combustion under variable conditions. In addition, the large number of fuel injection ports in each row provides for good circumferential fuel-air mixing.

Further, the different radial locations of the rows may be selected to prevent combustion instability.

It is envisioned that the fuel injection ports 102, 106 may be fed by independent fuel stages to achieve improved fuel/air ratios. The inward facing ports 106 would be fueled during approach and cruise conditions. It is expected that this would significantly improve both NOx and combustion efficiency at these conditions compared to current technology. The outward facing ports 102 would only be fueled during takeoff. In addition, it is envisioned that the fuel ports 102, 106 may be plain jets or sprayers without departing from the scope of the present invention.

The main mixer 54 also includes three concentrically mounted axial swirlers, generally designated by 110, 112, 114, having a plurality of vanes 116, 118, 120 respectively, positioned upstream from the main mixer fuel injector 100. Although the swirlers may have different numbers of vanes 116, 118, 120 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the inner main swirler 110 has 20 vanes, the middle main swirler 112 has 24 vanes, and the outer main swirler 114 has 28 vanes.

Each of the vanes 116, 118, 120 is skewed relative to the centerline 66 of the mixer 50 for swirling air traveling through the main mixer 54 so it mixes with the droplets of fuel dispensed by the main fuel injector 100 to form a fuel-air mixture selected for optimal burning during high power settings of the engine. Although the main mixer 54 of the disclosed embodiment has three axial swirlers 110,

112, 114, those skilled in the art will appreciate that the mixer may include a different number of swirlers without departing from the scope of the present invention. Further, the main mixer 54 is primarily designed to achieve low NOx under high power conditions by operating with a lean air-fuel mixture and by maximizing the fuel and air pre-mixing.

Although the swirlers 110, 112, 114 of the main mixer 54 may have other configurations without departing from scope the present invention, in one embodiment the swirlers of the main mixer and the swirlers 70, 72 of the pilot mixer 52 are aligned in a single plane. As will be appreciated by the skilled in the art, the axial swirlers 70, 72, 110, 112, 114 of the present invention provide better discharge coefficients than radial swirlers. Thus, the axial swirlers provide required airflow in a smaller area than radial swirlers and therefore minimize mixer area.

The swirlers 110, 112, 114 of the main mixer 54 swirl the incoming air and establish the basic flow field of the combustor 30. Fuel is injected radially inward and outward into the swirling air stream downstream from the main swirlers 110, 112, 114 allowing for thorough mixing within the main mixer cavity 92 upstream from its exit. This swirling mixture enters the combustor chamber 32 where it is burned completely.

The swirlers 110, 112, 114 may be co-swirling or counter-swirling depending on the desired turbulence and exit velocity profile of the mixer 54. For instance, the

inner swirler 110 may be co-swirled with the pilot swirlers 70, 72 to prevent excessive interaction which would cause higher emissions at idle power settings. The middle swirler 112 may be co-swirled with the inner swirler 110 for the same reason. However, the outer swirler 114 may be counter-swirled to create a strong shear layer which would improve mixing and lower NOx emissions at some flame temperatures. In an alternate embodiment, the inner and outer swirlers 110, 114 would be co-swirling with the inner swirler 110 and the middle swirler 112 would be counter-swirling to create two shear layers in the main mixer cavity 92 to improve mixing and lower NOx emissions. It is envisioned that this configuration may be beneficial if the shear layer interaction between the inner and middle swirlers 110, 112 is found to have little impact on the pilot and idle performance of the main mixer 54.

A second embodiment of the mixer 130, shown in Fig. 5, includes a main mixer 54 having an annular fuel injector, generally designated by 132, mounted between the inner main swirler 110 and the middle main swirler 112. The injector 132 has a port 134 at its downstream end for introducing fuel into the cavity 96 of the main mixer 54.

Although the injector 132 may have a different number of ports 134 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the injector has 20 evenly spaced ports. It is envisioned that the fuel injector 132 may include injectors such as described in U.S. Patent No. 5,435,884. It is further envisioned that every other port 134 around the circumference of the injector 132 may be

(21)

特開2002-168449

angled inboard and outboard (e.g., about 30 degrees) with respect to the centerline 66 of the mixer 130 as shown in Fig. 5 to enhance fuel-air mixing. As the mixer 130 of the second embodiment is identical to the mixer 50 of the first embodiment in all other respects, it will not be described in further detail.

In operation, only the pilot mixer 52 is fueled during starting and low power conditions where stability and low CO/HC emissions are critical. The main mixer 54 is fueled during high power operation including takeoff, climb and cruise conditions. The fuel split between the pilot and main mixers 52, 54, respectively, is selected to provide good efficiency and low NOx emissions as is well understood by those skilled in the art.

It is expected that the mixers 50, 130 described above will provide a reduction in NOx emissions of up to 70 to 80 percent during takeoff compared to 1996 International Civil Aviation Organization standards, and up to 80 to 90 percent at cruise conditions compared to currently available commercial mixers.

When introducing elements of the present invention or the preferred embodiment(s) thereof, the articles "a", "an", "the" and "said" are intended to mean that there are one or more of the elements. The terms "comprising", "including" and "having" are intended to be inclusive and mean that there may be additional elements other than the listed elements.

As various changes could be made in the above constructions without departing from the scope of the

invention, it is intended that all matter contained in the above description or shown in the accompanying drawings shall be interpreted as illustrative and not in a limiting sense.

4. Brief Description of Drawings

Fig. 1 is a vertical cross section of an upper half of a conventional rich dome combustor;

Fig. 2 is a vertical cross section of an upper half of a conventional lean dome combustor;

Fig. 3 is a vertical cross section of an upper half of a combustor of the present invention;

Fig. 4 is a vertical cross section of a mixer assembly of a first embodiment of the present invention; and

Fig. 5 is a vertical cross section of a mixer assembly of a second embodiment of the present invention.

FIG. 1
(PRIOR ART)

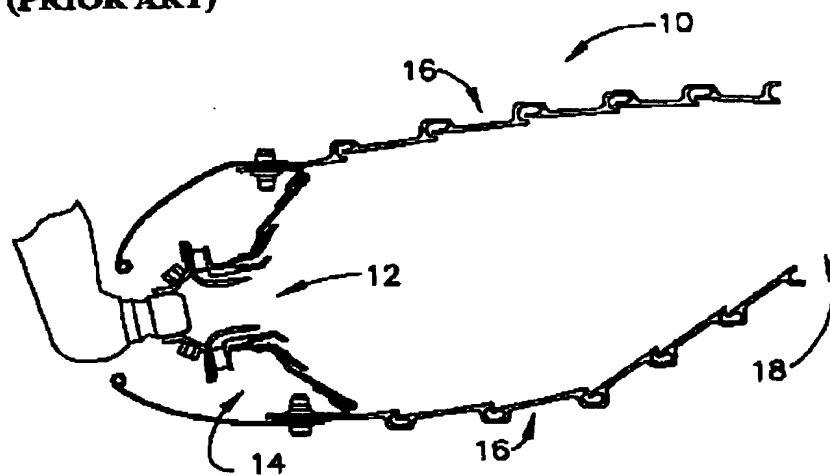


FIG. 2
(PRIOR ART)

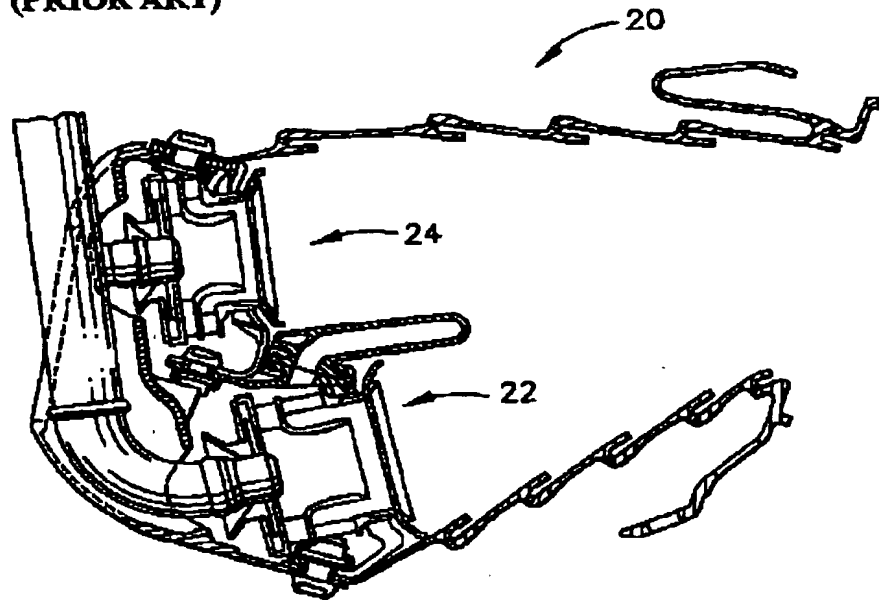
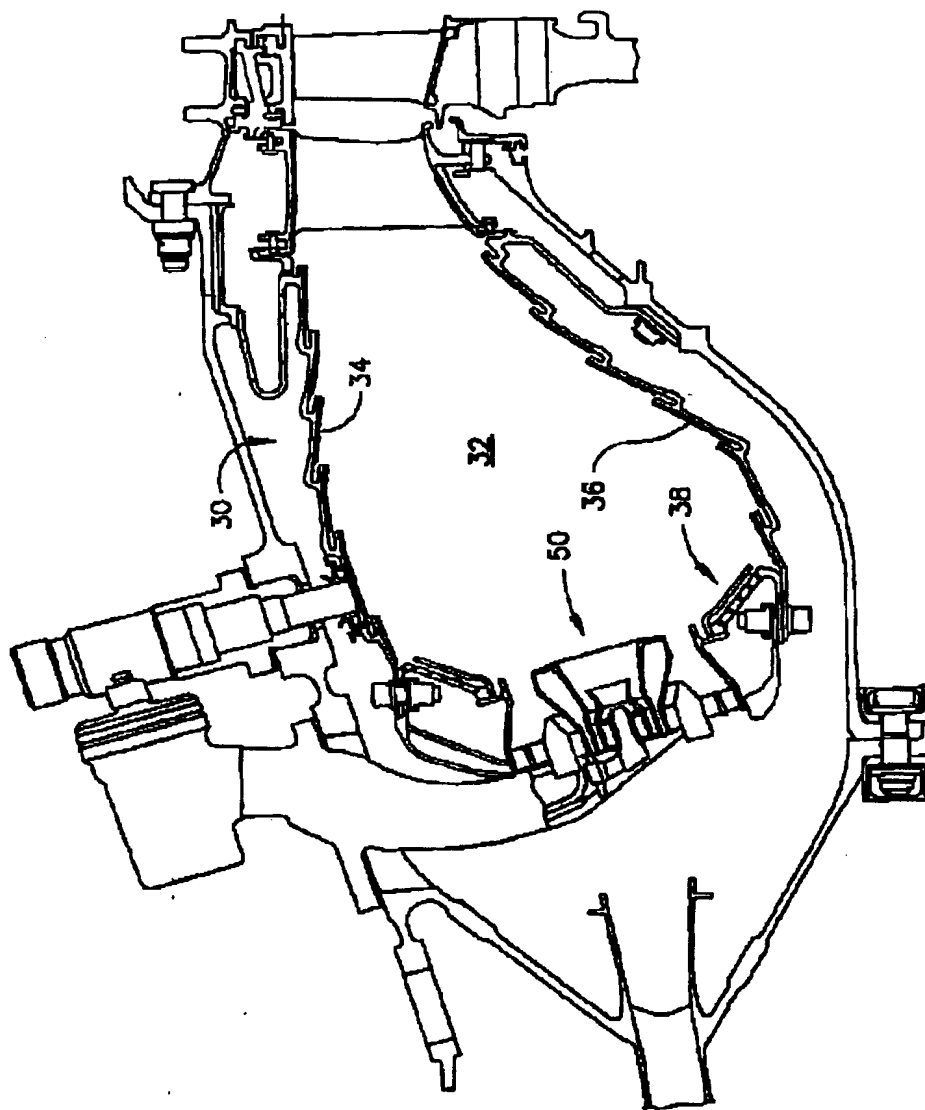


FIG. 3



(25)

特開2002-168449

FIG. 4

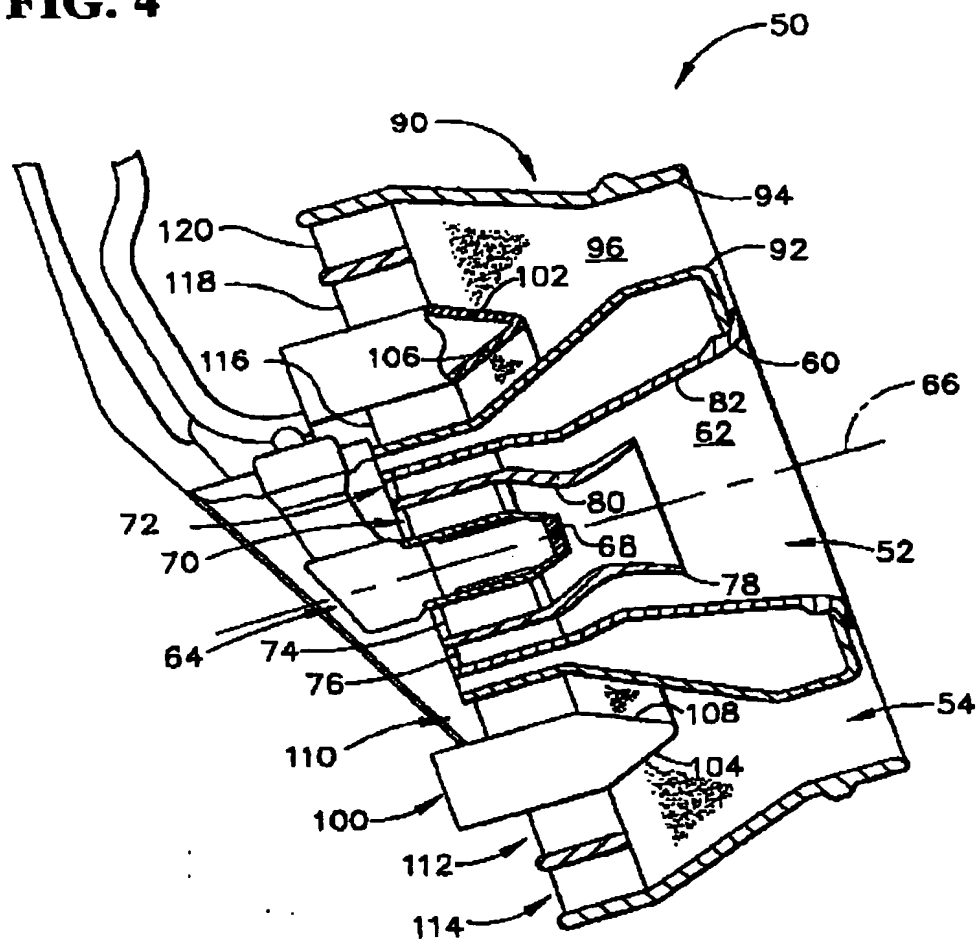
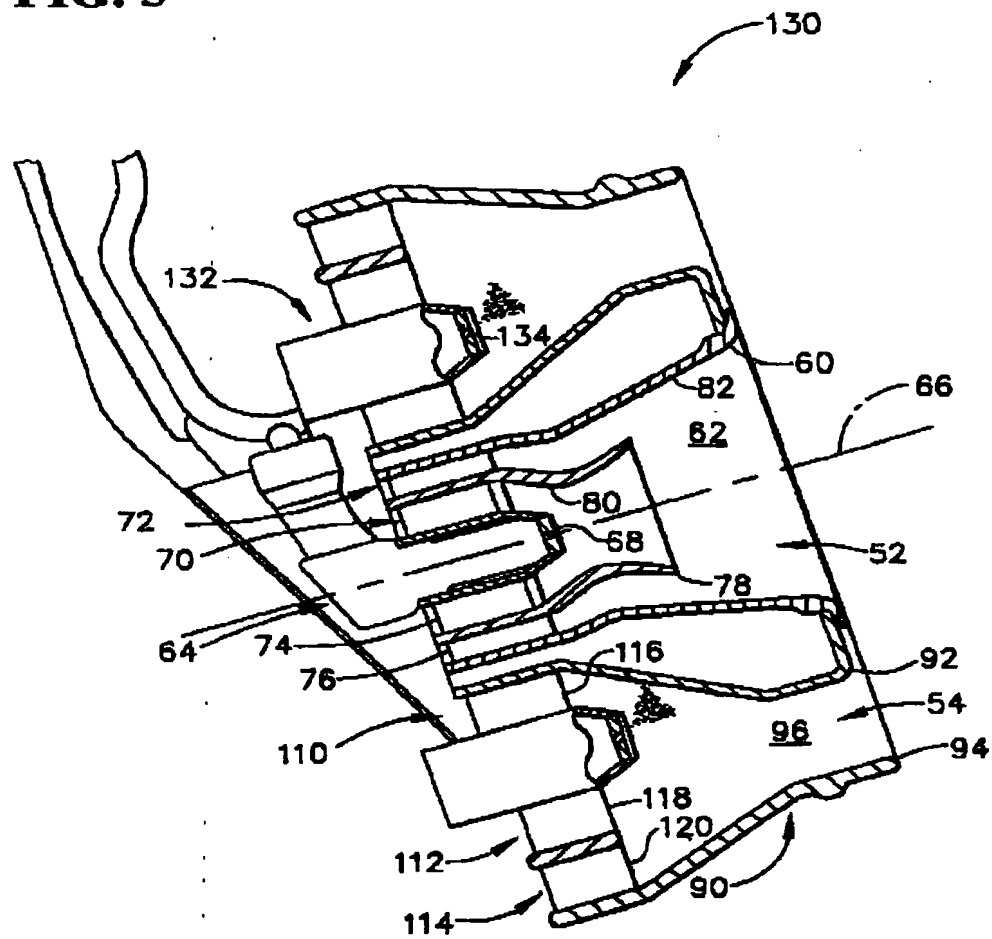


FIG. 5



1. Abstract

A mixer assembly (50, 130) for use in a combustion chamber (32) of a gas turbine engine. The assembly (50, 130) includes a pilot mixer (52) and a main mixer (54). The pilot mixer (52) includes an annular pilot housing (60) having a hollow interior (62), a pilot fuel nozzle (64) mounted in the housing (60) and adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior (62) of the pilot housing (60), and one or more axial swirlers (70, 72) positioned upstream from the pilot fuel nozzle (64).

Each of the pilot mixer swirlers (70, 72) has a plurality of vanes (74, 76) for swirling air traveling through the swirler (70, 72) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle (64). The main mixer (54) includes a main housing (90) surrounding the pilot housing (60) and defining an annular cavity (96), an annular fuel injector (100, 132) having a plurality of fuel injection ports (102, 106, 134) arranged in a circular pattern surrounding the pilot housing (60) and mounted inside the annular cavity (96) of the main mixer (54) for releasing droplets of fuel into swirling air downstream from the fuel injector (100, 132), and one or more axial swirlers (110, 112, 114) positioned upstream from the plurality of fuel injection ports (102, 106, 134). Each of the main mixer swirlers (110, 112, 114) has a plurality of vanes (116, 118, 120) for swirling air traveling through the swirler (110, 112, 114) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports (102, 106, 134).

2. Representative Drawing: Figure 4